

摘要:参考某民用客机座舱盖侧壁板结构的三维模型,基于鸟撞事故过程的特点与规律,在 PAM-CRASH 环境中建立了有限元鸟撞模型,计算 所得的结果与试验结果吻合较好。根据分析结果,提出了几种侧壁板抗鸟撞设计的优化方案。从装配协调、结构重量损失等各方面比较了各 种优化方案,通过有限元鸟撞模型对各方案抗鸟撞性能进行了动响应分析、比较。分析结果表明,加强座舱盖侧壁板结构最薄弱处的刚度,提 升整个结构刚度过渡的平滑度,能够非常明显地提升侧壁板结构的抗鸟撞性能。

关键词:侧壁板;鸟撞;动响应;分析;优化设计

[Abstract] Based on the characteristic of the bird impact accident, the 3–D model of the wainscot structure is modified. A finite element calculation model has been built in the PAM–CRASH environment. The numerical result accords well with the experiment. Several optimization plans have been assumed according to the analysis result. A numerical simulation has been conducted to the optimization plans which are compared in assembly and structure weight range. The simulation results indicate that the anti–bird impact ability will be enhanced by strengthening the stiffness of the weakness point of the wainscot structure.

[Key words] Side wainscot; Bird impact; Dynamic response; Analysis; Optimization design

0 引言

根据中国民用航空规章 CCAR25.571 飞机结构 损伤容限(离散源)要求:飞机在受到1.8kg(4lb)重 鸟以海平面 VC 或0.85VC 的相对速度的撞击时,必 须能够成功地完成该次飞行。而飞机座舱盖侧壁板 结构位于驾驶舱上部,一旦该处被飞鸟击破,可能危 及驾驶员的生命,更重要的是多个驾驶操纵关键设 备将受损,严重妨害飞机的正常操作,使整架飞机处 于不安全状态。

传统的飞机结构抗鸟撞设计一般依靠经验,然 后通过实验验证,从而完成整个结构抗鸟撞设计流 程,具体的实验装置图如图1所示。在整个鸟撞实 验中,鸟弹被装置在空气炮管中,通过高压气体的作 用射向试验件,在整个实验过程中,记录试验件的应 力、位移值及破坏过程。



图1 乌撞实验装置图

鸟撞过程是一个瞬时、非线性、大应变率过程, 整个撞击过程往往在毫秒量级之内。有学者研究表明:对于应变率不敏感材料,通过单次实验能够验证 整个试验件的可靠性,然而对于应变率敏感材料,需 要经过多次实验才能验证试验件抗鸟撞的可靠 性^[1]。随着计算机技术、计算力学的发展,利用软 件设计、分析整架飞机,以达到设计者的设计目标, 满足客户的使用需求已经成为可能。在飞机结构抗 鸟撞数值模拟分析领域,早在上世纪七十年代,美国 空军"改进飞机风挡防护远景发展计划办公室(AD-PO)"就利用有限元技术对美国现役的所有飞机(F -15、F-16等)的风挡进行了抗鸟撞性能分析,对其 风挡结构的改进起到了关键作用^[2]。在现代的飞 机结构抗鸟撞设计中,利用有限元技术,分析评估飞 机结构抗鸟撞设计中,利用有限元技术,分析评估飞 机设计人员优化飞机结构,从而缩短整个飞机结构 抗鸟撞设计周期,降低设计、实验成本。目前飞机结 构抗鸟撞设计流程中,有限元仿真技术占据着举足 轻重的地位。

本文针对某型民用飞机座舱盖侧壁板结构在研 发试验中所发生的因鸟撞而导致的结构破坏问题, 采用了 PAM-CRASH 软件,建立了侧壁板结构的有 限元分析模型,对整个实验过程进行了模拟仿真,分 析研究了导致整个结构冲击破损的主要原因。在此 基础上,提出了五种改进方案,分别对这五种方案进 行了模拟仿真。从装配协调、结构重量损失等各角 度比较了各方案的优劣。分析研究结果表明:对于 整个座舱盖侧壁板结构,鸟撞的最易破损点在整个 结构刚度的最薄弱处;增强该处的蒙皮的抗冲击性 能或者增加该处结构刚度,提升整个结构刚度过渡 的平滑度,能够显著改进整个结构的抗鸟撞性能。 分析结果对座舱盖侧壁板结构的改进以及今后的飞 机结构设计提供了依据。

1 侧壁板结构鸟撞分析

1.1 有限元模型的建立

在某型民用飞机座舱盖侧壁板结构鸟撞试验 中,鸟弹滑过区域的蒙皮产生了很大的开口破坏。 为了研究这一破坏原因,在 PAM-CRASH 环境中建 立了整个结构的有限元模型,对其抗鸟撞过程进行 了模拟仿真。侧壁板有限元模型如图 2 所示。

本分析模型基于 CATIA 中的实体模型。考虑 蒙皮、框等结构件的尺寸比,为了保证单元尺寸控制 计算精度,用壳单元模拟整个壁板结构,在 CATIA 环境中提取了几何模型的外形特征。在 HyperMesh 环境中,修剪了模型的细节(包括工艺孔、小倒角), 划分了模型的单元。将模型导入 PAM-CRASH,编 辑计算参数。



图 2 侧壁板有限元模型

鸟体采用 SPH 粒子进行模拟, SPH 法是一种离散的粒子方法,把连续的物理量用一系列粒子质点的集合来插值的数值解析方法^[3]。考虑到鸟弹变形过程中的流变过程,鸟弹材料模型采用 Mur-naghan 状态方程^[4]。

$$p = p_0 + B[(\rho/\rho_0)^{\gamma} - 1]$$
 (1)

式中, B 为体积弹性模量, y 为指数,本文中分 别取 128MPa 和 7.98。侧壁板蒙皮为 2524 铝材,框 为 7075 铝材,功角传感器垫板材料为 2024 铝材。 参考美国军用手册 MLK-HDBK-5,材料属性如表 1 所示。

表1 侧壁板结构材料属性(室温)

	密度(kg/m ³)	杨氏模量	泊松比	屈服强度	切线模量	断裂延伸率
		(MPa)		(MPa)	(MPa)	
2 524	2 760	71 000	0.35	276	10 000	15%
7 075	2 760	71 000	0.33	462	862.5	8%
2 024	2 760	71 000	0.33	264	11 000	15%

侧壁板结构为弹塑性(Plastic_Kinematic)本构 模型,选用 PAM – CRASH 中第 105 号材料进行模 拟。式中, σ_0 为材料的初始应力, β 为材料的硬化 参数, E_p 为材料切线模量, ε_p^{eff} 为材料的等效塑性应 变, ε 为材料的应变率,C = P是材料的应变率相关 性参数。由于铝合金的应变率相关性并不明显^[5], 所以关闭应变率相关参数。

$$\sigma_{y} = \left[1 + \left(\frac{\varepsilon}{C}\right)^{\frac{1}{p}}\right] \left(\sigma_{0} + \beta E_{p} \varepsilon_{p}^{eff}\right)$$
(2)

材料的失效模式为最大塑性应变失效模式,当 材料的塑性应变超过材料本身的断裂延伸率时,软 件会自动删除单元。壁板结构采用四节点的壳单元 模拟。

$$\varepsilon_P^{eff} \le \varepsilon_{P \max}^{eff} \tag{3}$$

铆钉采用 PLINK 单元模拟,分别设定单元失效 时的轴向力和切向力。由于鸟撞事故是瞬时强值动 载荷问题^[6],所以撞击破坏往往发生在毫秒量级之 内,而在此时,应力波还来不及传播,所以分析模型 仅仅选取应力波传播的范围之内。边界节点定义为 铰支。鸟弹初速度为151m/s。

参考分析之前的鸟撞试验结果,如图 3 所示,破 坏是由于铆钉孔削弱了蒙皮的抗冲击性能,裂缝最 先在钉孔处产生,沿着纵向扩展,之后沿着鸟弹滑行 方向延伸,最终形成了一个大开口。为了模拟鸟撞 试验结果,在有限元模型中,建立了铆钉孔,削弱该 处的蒙皮性能。计算时间设定为 6ms。

1.2 计算结果

图 4 为 2ms 时,有限元模拟仿真的结果图。可 以发现,破损最先发生在被削弱的蒙皮处,随着撞击 的进行,裂纹逐渐扩展。计算仿真结果与试验结果 的破损模式,破损过程吻合得较好。

图 5 和图 6 是框处角材的有限元模拟变形与试 验件的变形结果。角材在整个鸟撞过程中受挤压破 坏,仿真结果和试验结果吻合。蒙皮和角材的有限 元仿真和实验破坏的结果证明,本文所建立的有限 元分析模型、边界的选取定义、鸟弹材料、座舱盖侧 壁板材料的本构模型以及失效判据都是合理可靠 的。最终的分析结果值得信任。



图 3 撞击破坏图



图 4 2ms 有限元模拟结果图



图 5 有限元模拟角材破损图



图6 试验角材破损图

1.3 破坏原因分析

图7是座舱盖壁板结构示意图,可以发现,2框 的框高和框板、框缘厚度明显小于1、3两框,2框的 刚度明显小于两框。而鸟撞的第一接触点又在1框 与2框之间。也就是说,鸟体在接触到试验件之后, 鸟体弹着点的试验件区域刚好处于刚度由弱至强的 区域,在2框与3框之间受鸟弹冲击之后将会形成 一个很深的凹陷。受到冲击载荷之后,2框与3框 之间的蒙皮瞬时变形量很大,局部区域的变形量超 过材料的断裂延伸率,在被铆钉孔削弱的蒙皮处受 此冲击产生一条裂纹,裂纹扩展最终形成一个大 开口。

基于该假设,如图 8 所示,如果加强 2 框处的刚度,那么在 2 框与 3 框之间的蒙皮变形量将减小,被铆钉孔削弱的蒙皮不易开裂,整个座舱盖侧壁板结构就不会产生如图 3 所示的破坏。



图 7 壁板结构框示意图



图 8 破损原因示意图

2 优化方案及方案选择

2.1 优化方案的提出

从1.3节中可以得出结论:座舱盖侧壁板结构 的破坏是由于2框的刚度过小,导致2框与3框之 间蒙皮变形量过大而造成的。基于该分析结论,提 出五种改进方案:

1) 增加航向 T 型材, 缩小弹着区的蒙皮板格 子, 加强撞击区的总体刚度;

2) 在 2 框与 3 框之间增加 2a 环向框,提高撞击 区的总体刚度,减小 2 框与 3 框间蒙皮的变形量;

3)在1框与3框之间增加340mm×450mm× 0.5mm的钛板,分担部分冲击能量,加强被铆钉孔削 弱的蒙皮处的抗拉伸能力;

4)将蒙皮改为 2.0mm 厚,同时,增加 2 框厚度 至 2.0mm,增加整个结构的抗冲击性能;

5)在2框处加一角材,适当削弱3框处的角材, 使弹着区的刚度变化趋于平缓,区域刚度更为匹配 协调。

2.2 优化方案的比较与选择

参考某型民机的数字模型,在1框与2框之间 存在一攻角传感器系统件,对于整体结构而言不易 增加航向结构件。所以,方案1)不易实施,暂不予 考虑。

在 PAM-CRASH 环境中,于2 框与3 框之间增加 了一环向框。经计算后发现,2 框处的蒙皮依旧产 生了破坏,如图9 所示。比较方案2)和初始方案的 等效塑性应变,如图 10 所示,可以发现:方案 2)的 破坏较初始方案晚,这就说明,增加环向件能在一定 程度上加强整个侧壁板结构的抗鸟撞能力,但不足 以抵抗 2 框处蒙皮的撕裂。所以,暂不选取方案 2)。



图 10 方案 2) 与初始方案等效塑性应变图

TIME(sec)(E-03)

0L

在 PAM-CRASH 环境中,于1 框与3 框之间增加 340mm×450mm×0.5mm 止裂钛板,钛板的材料参数如表2 所示。采用弹塑性(Plastic_Kinematic)本构模型模拟。

经计算发现,在3框处,铝蒙皮产生了破坏,而 在整个计算过程中,钛蒙皮并没有产生破坏。这就 说明,鸟弹并没有进入侧壁板结构内部。图11是3 框处的铝蒙皮的等效塑性应变曲线和钛蒙皮的等效

表2 钛板材料参数(室温)

	密度(kg/m ³)	杨氏模量	泊松比	屈服强度	切线模量	断裂延伸率
		(MPa)		(MPa)	(MPa)	
钛板(0.5mm)	4 430	110 000	0.31	869	687.5	8%

塑性应变曲线,在2.7ms时,铝蒙皮等效塑性应变 超过了15%,单元失效,3框处的铝蒙皮产生了破 坏,而整个过程中,钛蒙皮并没有破坏,等效塑性应 变最大值为6%。但是,某民机侧壁板处为双曲率 外形,钛板的安装较为困难。所以不建议采用该 方案。





图 12 铝蒙皮等效塑性应变和钛蒙皮等效塑性应变曲线

在 PAM-CRASH 环境中,将蒙皮厚度增加至 2.0mm,将该处的框厚度增加至 2.0mm。提交计算 发现在整个撞击过程中,蒙皮并没有发生破损。图 13、图 14 是 2 框处蒙皮等效塑性应变曲线,该处的 等效塑性应变最大值为 10%,小于断裂延伸率,结 构安全可靠。但是,将蒙皮增强至 2.0mm,大约增 加了 25%的蒙皮结构重量。考虑到在飞机设计中, 重量是非常重要的设计因素之一,所以,权衡考虑, 建议不采用此方案。

在 PAM-CRASH 环境中,增加 2 框处的角材, 削弱 3 框处的角材,使得整个侧壁板结构刚度过渡 地更为平滑。通过计算,发现,蒙皮在 3 号框处有几 个单元失效破损,在此时刻,2 框处的蒙皮并没有发 生破损,蒙皮总体而言并没有发生大的破坏,破损结 果在可以接受的范围内。图 15、图 16 是 3 号框处 几个蒙皮单元的等效塑性应变曲线图,破损单元在 3ms时失效,其他单元等效塑性应变最大值并没有 超过 15%。

图 17 是方案 5) 和初始方案 2 框处节点的位移 曲线,可以发现,2 框处节点位移降低,改进之后的 方案提升了 2 框处结构的刚度。使得整个侧壁板结 构抗鸟撞性能得以提高,从而也验证了 1.3 节中的 假设。



图 13 方案 4) 变形图





图 15 5) 号方案 3 框处蒙皮破损图

50





图 16 5) 号方案 3 框出蒙皮等效塑性应变曲线

图 17 节点位移曲线

综合考虑重量损失、安装协调等各方面原因,建 议采用方案5)为最终方案。

3 结论

(1)某型民机座舱盖侧壁板结构鸟撞破坏是由

(上接第15页)

将式(41)、(42)、(26)、(33)、(31)联立代入式 (40)得到杆力的估算公式:

$$F_{S} = -\frac{mWS_{e}C_{H\delta}}{\overline{V\tau}a_{t}S_{w}}(x_{cg} - N_{0})\left[1 - \left(\frac{v}{v_{trim}}\right)^{2}\right]$$
(43)

根据估算公式(43)可估算出在配平状态下,任 意稳定速度需要的操作杆力。杆力的估算结果可用 来对试验过程正常于否进行检验。

2.2.2 试验数据的分析

试验数据的分析是由试验测到的驾驶杆力和速 度关系来推导松杆状态下的中性点和实际的纵向静 稳定性。 于弱框处刚度过小,框间蒙皮变形过大,导致在铆钉 孔削弱的蒙皮处被拉断,裂纹扩展形成一个大开口 的破坏形式。

(2)数值模拟计算所得到的结论与实验所得的 结果符合,数值模拟仿真能真实地模拟出侧壁板鸟 撞破坏的全部过程。证明之前计算的假设和材料本 构模型的选取正确。有限元计算模拟结果为之后进 一步的分析提供了计算依据。

(3)综合考虑重量损失、安装协调等各因素,建 议采用方案5),即加强弱框处的刚度,使得变形能 够更加顺畅地传递到整个结构。

(4) 在飞机结构抗鸟撞设计时, 尽量避免刚度 差别过大, 以保证整个结构内部刚度变化的平滑程 度, 从而确保整体变形的匹配协调性。

参考文献:

[1]Li Yulong, Zhang Yongkang, Xue Pu. Study of Similarity Law for Bird Impact on Structure [J]. Chinese Journal of Aeronautics,2008,21:512-517.

[2]王富生,岳珠峰,冯震宙,等. 鸟撞飞机风挡动态响应数 值模拟方法研究现状[J]. 飞机设计,2008,28(5):39-55.

[3]孙晓艳,王军. SPH 方法的理论及应用[J]. 水利水电技术,2007,38(3):44-46.

[4] 刘军,李玉龙,刘元镛. 基于 SPH 方法的叶片鸟撞数值模 拟研究[J]. 振动与冲击,2008,27(9):90-93.

[5]郭伟国,田宏伟.几种典型铝合金应变率敏感性及其塑性流动本构模型[J].中国有色金属学报,2009,19(1):56-61.

[6] 王爱俊, 乔新, 历蕾. 飞机层合风挡鸟撞击有限元数值模 拟[J]. 航空学报, 1998, 19(4):446-450.

由式(43)可以看出,驾驶杆力与飞行速度并非 成线性关系。杆力对速度的曲线斜率不为恒定,其 随速度而变化。而且杆力在配平点还存在摩擦力等 许多不确定力因素,很难从试验数据中拟合出该点 处的曲线斜率,因此不能利用它来确定静稳定裕度。 将式(43)除以动压q,可得:

$$\frac{F_s}{q} = -\frac{mS_eC_{H\delta}}{\overline{V\tau}a_t}(\chi_{cg} - N_0)C_L +$$

$$\frac{2mWS_eC_{H\delta}}{\rho \overline{V\tau}a_t S_w} (x_{cg} - N_0) \frac{1}{v_{trim}^2}$$
(44)

由式(44)可知, *F_s/q* 与升力系数 *C_L* 成线性关 系,可以通过试验数据点,画出一条 *F_s/q* 对 *C_L* 的直 (下转第 62 页)